

## ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

## INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Estancia Quebracho Herrado - Capitán Sarmiento  
Provincia de Buenos Aires.

FECHA: 09 ABR 05  
10 ABR 05

HORA: 23:00 HOA  
02:00 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Cessna

MODELO: 414 – A

MATRICULA: LV-BRH

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Avión.

PROPIETARIO: Privado.

NOTA: Todas las horas están en Tiempo Universal Coordinado (UTC), que corresponde a la hora huso -3.

### 1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

#### 1.1 Reseña del Vuelo:

1.1.1 El 09 ABR 05 a las 23:00 UTC, el piloto despegó del Aeropuerto Internacional de Córdoba, Ingeniero Aeronáutico A. L. V. Taravella (SACO), con Plan de Vuelo IFR en VMC, con destino al Aeroparque Jorge Newbery (SABE) de la

Ciudad Autónoma de Buenos Aires, en vuelo de carácter privado, con hora prevista de aterrizaje a las 01:00 UTC del 10 ABR 05.

1.1.2 Previamente, en el aterrizaje en SACO, según declaraciones del piloto, habría detectado una perturbación en los comandos de vuelo por lo que se revisaron los cables de comando y actuación del flap y realizó una inspección previa sin que se advirtiera ninguna anomalía.

1.1.3 El permiso de vuelo otorgado fue dado con nivel de vuelo (FL) 090 adoptando, en posición UTRAC, aerovía (AWY) W 24.

1.1.4 En contacto con EZEIZA CONTROL, en posición UDITA, el piloto solicitó autorización para dirigirse al aeródromo Capitán Sarmiento / Estancia "Quebracho Herrado" (CSQ) aeródromo privado, con iluminación eléctrica, en lugar del destino previsto, ya que el propietario del avión, que venía a bordo, había decidido que se aterrizara allí.

1.1.5 El piloto fue autorizado por el control para descender hasta FL 50 y cancelar su plan de vuelo debiendo notificar su arribo, al aeródromo previsto, telefónicamente.

1.1.6 Con el mencionado nivel de vuelo y con el campo a la vista, en condiciones VMC nocturno, dejó la frecuencia.

1.1.7 Previamente se habría establecido contacto con el encargado del aeródromo para que preparara la pista para una operación nocturna.

1.1.8 Según su declaración, el piloto habría ingresado al circuito de aeródromo en inicial de pista 13 en condiciones meteorológicas visuales (VMC), con la velocidad ajustada a lo determinado por el Manual de Vuelo, de - 177 nudos de velocidad indicada (KIAS) y, colocado 15 grados de flaps y, lateral punto programado de toque, habría bajado el tren de aterrizaje el que quedó trabado.

1.1.9 En tramo final, con 95 KIAS, con tren abajo y trabado, cuando configuró la aeronave con 30 grados de flaps, la misma manifestó un alabeo pronunciado a la derecha al que corrigió aplicando alerones hacia la izquierda para recuperar la línea de vuelo y presionando el pedal derecho lo necesario para corregir la tendencia a la guiñada de la aeronave.

1.1.10 En final corta al bajar todo el flap (45°) y con 85 kts la aeronave se tornó ingobernable debiendo realizar correcciones de potencia para mantener el control de la misma.

1.1.11 En esta situación, el toque fue brusco produciéndose un rebote el que habría alargado la carrera de aterrizaje.

1.1.12 Ante esta situación el piloto manifestó que "cortó toda potencia" y detuvo los motores, accionando los frenos intensamente, previo a exceder los límites de la pista y colisionar con un borde de tierra lo que produjo la rotura del tren principal, y otros daños.

1.1.13 Los pasajeros y el piloto resultaron ilesos.

1.1.14 El accidente se produjo de noche.

## 1.2 Lesiones a Personas

Lesiones	Tripulantes	Pasajeros	Otros
Mortales		-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ninguna	1	3	

## 1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: Deformaciones en la parte inferior delantera, rotura de las tomas del tren de aterrizaje de nariz y perforaciones varias con hundimientos ocasionados al golpear contra el terreno en el aterrizaje.

1.3.1.1 Tren de aterrizaje principal: Tomas de ambos conjuntos y sus respectivas trabas en posición abajo, rotas.

1.3.1.2 Tren de aterrizaje delantero: Traba de tren abajo, rota.

1.3.1.3 Flaps: Borde de fuga, parte Interna y externa con deformaciones.

1.3.1.4 Ambas alas: Con deformaciones en las tomas y alojamiento del tren, raíz de ala y ondulaciones en el extradós.

1.3.2 Motores: Ambos motores con posibles daños internos por impacto de las hélices contra el terreno.

1.3.3 Hélices: Izquierda con dos palas y hélice derecha con una pala, dobladas hacia atrás.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

## 1.4 Otros daños

No hubo.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 34 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión con habilitaciones para, Vuelo nocturno; vuelo por instrumentos; Aviones Monomotores y Multimotores Terrestres hasta 5.700 kg

1.5.2 Su certificado de aptitud Psicofisiológica se encontraba vigente hasta el 30 OCT 05.

1.5.3 No realizó la readaptación de Habilitación de Vuelo Nocturno Local que había vencido el 03 ABR 05, de acuerdo con lo especificado en el párrafo 177 de las NOCIA,

1.5.4 No registra antecedentes de accidentes e infracciones aeronáuticas anteriores.

1.5.5 La experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total:	440:00
Últimos 90 días:	30:00
Últimos 30 días:	10:00
En el día del accidente:	3:50
En el tipo de aeronave accidentada:	45:00
Vuelo por instrumentos:	44:20

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Información general

1.6.1.1 Es un avión marca Cessna, modelo 414 A, número de serie 414-A-0430, matrícula LV-BRH. Año de fabricación: 1977. Cantidad de plazas 8; es un bimotor monoplano de ala baja con tren de aterrizaje triciclo retráctil.

1.6.1.2 Al momento del accidente tenía un total general (TG) de 2445.4 hs. Última inspección anual, tpo 200 hs., con fecha 31 MAR 05, realizada por Taller Habilitado (DNA 1B-30); DUR 377.4 hs, DUI 3.5 hs. El Certificado de Aeronavegabilidad se encontraba en vigencia, habilitado hasta 31 MAR 06 según Formulario DNA 337. El mantenimiento de la aeronave se llevó a cabo con las órdenes de trabajo de las inspecciones periódicas según el plan de mantenimiento emitido por el fabricante.

1.6.1.3 Tipo de combustible utilizado: Aeronafta 100 LL.

### 1.6.2 Motores

1.6.2.1 N°1 Marca Continental Modelo TSIO-520-NB, Serie N° 519251. Potencia 310 hp. Horas TG: 2362.2; DUR: 1091.2 hs; DUI: 3.5 hs. Última inspección mayor a las 1268.0 hs. TG el 10 ABR 92 realizada por Taller habilitado (DNA 1B-16). Última inspección a las 2358.7 hs. TG Tipo: 100/200 Horas, el 31 MAR 05 realizada por Taller habilitado (DNA 1B-30). Habilitado hasta 2668.0 hs. T.G. / MAR 2006.

1.6.2.2 N°2 Marca Continental Modelo TSIO-520 NB, Serie N° 519382. Potencia 310 hp. Horas TG 2359.3 hs.; DUR: 954.7 hs; DUI 3.5 hs. Última inspección mayor a las 1403.5 hs. TG el 19 AGO 94 realizada por Taller habilitado (DNA 1B-16). Última inspección a las 2355.8 hs TG Tipo: 100/200, el 31 MAR 05 realizada por Taller habilitado (DNA 1B-30). Habilitado hasta 2803.5 hs. T.G. / SET 06.

### 1.6.3 Hélices

1.6.3.1 N° 1 Marca Mc Cauley, modelo 3AF32C93, Cantidad de palas 3, N° de serie: 796463, Paso: variable, velocidad constante. Metálica. Hs. TG 2372.0; DUR: 57.1 hs. DUI: 3.5 hs.; última inspección mayor: a las 2314.9 TG, Fecha: 20 JUN 03, realizada por Taller habilitado (DNA 1B-21).

1.6.3.2 N° 2 Marca: Mc Cauley, modelo 3AF32C93-NR, Cantidad de palas 3, N° de serie: 796386, Paso: variable, velocidad constante. Metálica. Horas TG 2372.0 hs; DUR 57.1 hs, DUI: 3.5 hs, última Inspección mayor a las 2314.9 TG, Fecha: 20 JUN 03, realizada por Taller habilitado (DNA 1B-21).

### 1.6.4 Descripción del sistema de control de flaps

1.6.4.1 El sistema del control de flaps se acciona eléctricamente. Ambos flaps, derecho e izquierdo, están compuestos por dos cuerpos, denominadas flap interno y flap externo.

1.6.4.2 El sistema del control de flaps proporciona incremento de la sustentación, aumentando la resistencia, simultáneamente, cuando está desplegado; con lo cual se reduce la velocidad en el procedimiento de aterrizaje.

1.6.4.3 El sistema propiamente dicho consiste en la preselección de la posición del flap y la de la actuación del mismo.

1.6.4.4 El actuador de flaps, es un motor eléctrico que comanda una unidad de reducción vinculada al mecanismo por intermedio de piñones dentados.

1.6.4.5 Las dos ruedas dentadas, están montadas en paralelo al eje del conjunto de la unidad de transmisión, conduce a sendas cadenas conectadas en sus extremos a los cables de comando de palancas de levas.

1.6.4.6 Los cables accionan el conjunto de palancas de levas montadas (tres), en dos manivelas. En cada ala se hallan instalados tres conjuntos. Las palancas de levas están interconectadas por barras de empuje-tira ("push-pull rods").

1.6.4.7 La palanca montada en el tablero de mandos preselecciona la posición del flap y ésta, a través del cable de control y el actuador, determina el desplazamiento del cable de comando de la palanca de levas.

1.6.4.8 El cable del control de la cadena cinemática de transmisión, que parte desde el motor eléctrico, está conectado al conjunto de palancas por debajo del piso de la cabina, partiendo desde allí hacia las alas, combinando la transmisión con cables, cadenas y barras de "tira – empuje".

1.6.4.9 Cuando la palanca de accionamiento de flaps es colocada en posición de deflexión (15°, 30° ó 45°) el motor eléctrico actúa y comanda el sistema a la posición selectada, un cable seguidor intermedio informa al sistema la posición preseleccionada. Cuando la superficie del flap alcanza la posición que había sido preseleccionada, una microllave desenergiza el sistema.

1.6.4.10 También, al aterrizar, un interruptor se monta a una solapa y éste al engranaje que advierte de la posición preseleccionada, colocando en posición de espera al sistema y proporciona un tiempo de advertencia para la posición del tren de aterrizaje abajo y no trabado por debajo de los 15°.

1.6.4.11 Los cables del comando de vuelo, barras de tira - empuje, y conjunto de manivelas utilizan montajes primarios y secundarios con tuerca con seguro y contra tuerca.

1.6.4.12 Las tuercas de ajuste incorporan fibra como seguro y la posición se frena con una chaveta del tipo aguja. Cuando cualquiera de estos elementos se desconecta, se deben utilizar tuercas nuevas con el seguro de fibra intacto.

## 1.6.5 Peso y balanceo

### 1.6.5.1 Pesos

Vacío:	2310,00 Kg
Combustible (200 litros de combustible):	144,00 Kg
Piloto:	78,00 Kg
Pasajeros:	225,00 Kg
Total al momento del accidente:	2757,00 Kg
Peso máximo de aterrizaje (PMA):	3064,50 Kg
Peso máximo de Despegue (PMD):	3064,50 Kg
Diferencia:	307,50 Kg en menos del PMA.

Autonomía: 5,20 Horas

Consumo: 120 litros / h.

1.6.5.2 El peso y centro de gravedad estaban dentro de los límites estipulados por el Manual de Vuelo del Avión, autorizado por el fabricante.

## 1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional, con datos registrados por la estación meteorológica del aeródromo de Junín, interpolados al lugar del accidente, visto también el mapa sinóptico de superficie de 03:00 UTC y la imagen del satélite GOES 12 IR de 02: 10 UTC, del día 092100, era: Viento: NE/ 05 KT; Visibilidad: 10 Km; Fenómenos significativos: ninguno; Nubosidad: 2/8 SC 1200 m 2/8 AC 3000 M; Temperatura 16.5° C; Temperatura punto de rocío: 13.5° C; Presión 1013.0 hPa y Humedad relativa 83%.

## 1.8 Ayudas para la navegación

No aplicable.

## 1.9 Comunicaciones

Se realizaron con los Servicios de Tránsito Aéreo, sin novedad en las frecuencias de 124.50 MHz y 125.60 MHz.

### 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en la pista 13/31 del aeródromo de Quebracho Herrado, privado no controlado, situado a 8 Km. al W de la localidad de Capitán Sarmiento Provincia de Buenos Aires. Sus coordenadas geográficas son 34° 12' S 59° 44' W.

1.10.2 La pista es de césped, sus dimensiones son de 980 x 30 metros, con una elevación de 52 m sobre el nivel medio del mar; posee sistema de iluminación eléctrica.

### 1.11 Registradores de vuelo

No equipa, no exigible para el tipo de aeronave.

### 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 En el lugar del accidente, se constató que el tren de aterrizaje principal se hallaba extendido en condiciones y posiciones anormales, con rotura en las fijaciones y las tijeras de traba.

1.12.2 En el tren de nariz, se encontró roto el herraje de fijación al fuselaje y la tijera de traba flexionada.

1.12.3 Los flaps se encontraban en posición "desplegados", no pudiéndose constatar fehacientemente el ángulo de deflexión, debido a los daños que provocó el impacto de las superficies móviles con el terreno.

1.12.4 Se observó en el lugar del accidente, que la apertura de los flaps externos era diferente entre sí, siendo el correspondiente al lado izquierdo el de mayor apertura.

1.12.5 Los flaps internos de alas, inspeccionados visualmente presentaban daños de importancia, debido al impacto.

1.12.6 En la cabina de vuelo, se observó que ambas llaves de los tanques de combustible se encontraban en posición de cerradas, la llave de accionamiento de la batería desconectada y, la palanca del tren de aterrizaje en la posición abajo.

1.12.7 Posteriormente se realizó la maniobra de traslado, a una zona más apropiada dentro del campo de aterrizaje, y próximo al casco de la estancia.

1.12.8 En esta ubicación, se procedió a colocar a la aeronave sobre gatos hidráulicos en posición de línea de vuelo.

#### 1.12.9 Observación general de daños

1.12.9.1 El fuselaje presenta deformaciones por impacto "de importancia," en la zona delantera, alojamiento y toma de fijación del tren delantero, en especial en el sector ventral.

1.12.9.2 Los alerones presentaban deformaciones leves.

1.12.9.3 Los flaps presentaban deformaciones en el intradós debido al impacto contra el terreno.

1.12.9.4 Respecto de las alas, estas presentaban deformaciones en la raíz y en el intradós, encontrándose dañadas las tomas de fijación del tren principal.

1.12.9.5 Ambas hélices tripala, presentan parte de las palas flexionadas hacia el intradós, por el impacto durante el aterrizaje.

1.12.9.6 Inspeccionados visualmente ambos motores, sus carenados de recubrimiento presentaron marcas o roturas debido al impacto del aterrizaje, no presentando daños en sus componentes o accesorios.

1.12.10 Se apreciaron sobre la pista los lugares del primer y segundo toque en donde se observó en el primero marcas muy visibles no así las del segundo que se apreciaron como normales.

1.12.11 Al terminar su carrera de aterrizaje sobre la pista se observaron las huellas del tren de aterrizaje indicando que la aeronave operaba frenada orientada levemente hacia la izquierda y derrapando sobre su lado derecho.

1.12.12 Posteriormente al superar un borde que se encontraba al finalizar la pista el impacto hizo colapsar el tren de aterrizaje como se detalló anteriormente.

#### 1.13 Información médica y patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos que pudieran haber influido en el desempeño del piloto en el accidente.

#### 1.14 Incendio

No hubo.

#### 1.15 Supervivencia

Los pasajeros y el piloto salieron del avión por sus propios medios, los cinturones de seguridad y sus anclajes soportaron las cargas generadas en el impacto.



## 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Los indicadores de los compensadores de comandos de vuelo se encontraban: el de alerones medio punto a la izquierda, el de profundidad un punto adelante y el de dirección un punto a la izquierda.

1.16.2 El movimiento de desplazamiento de los comandos de los controles de vuelo de los alerones y de profundidad era libre y no ofrecían resistencia. El de dirección se encontraba inclinado a la izquierda, condicionado su desplazamiento por el guiado de la rueda de nariz trabado.

1.16.3 El piloto al mando de la aeronave, declara una actuación anormal de la misma, al accionar el comando de flaps de 15° (posición en que se encontraba durante la aproximación) a la posición 30°.

1.16.4 En taller habilitado (DNA 1B-163), se procedió a retirar las tapas de inspección del sistema de flaps de ambas alas. Al inspeccionar el interior de las alas, en la zona de alojamiento de flaps, con auxilio de iluminación portátil y espejo, se observó lo siguiente:

1.16.4.1 Ala izquierda: Las varillas de transmisión de movimiento, el conjunto de palanca de levas angulares de accionamiento (“bellcrank”), en posición, sin deformaciones apreciables. Poleas y cables de accionamiento en posición y tensados. El movimiento de los rodamientos de los tensores (“turnbuckle”) libres; las tuercas ajustadas y el tambor en posición correcta, el tensor y condición de los cables, normales.

1.16.4.2 Ala derecha: La primera varilla (sentido raíz – puntera) de transmisión de movimiento correspondiente al flap, se encontró flexionada y rota, próximo a uno de los extremos de fijación del tensor (sector roscado), presentando la superficie oxidada. La segunda varilla de transmisión de movimiento del flap externo, no presentaba novedad. Ambos tensores presentaban sus tuercas de fijación y regulación en posición. El movimiento de giro en los rodamientos, no presentaba dificultad.

1.16.5 El sistema en su conjunto dispone de tres cuerpos de palanca de levas angulares o levas de accionamiento, en cada ala.

1.16.5.1 En su observación, se apreciaba la rotura, en la parte superior, del soporte de montaje (alojamiento cóncavo) del eje de una de ellas, permaneciendo el eje vinculado al soporte inferior de montaje (también alojamiento cóncavo) posibilitando un movimiento basculante del sistema de mando además del rotatorio en un plano perpendicular.

1.16.5.2 Este conjunto de levas de accionamiento, corresponde al flap externo, ubicado en la posición más alejada respecto al fuselaje.

1.16.5.3 La posición de los restantes conjuntos de levas se corresponde con el extremo opuesto a ésta y una central ubicada entre ambos flaps, interno y externo (Ver Apéndice 1).

1.16.6 Se hace notar que una de las palancas de levas angulares de accionamiento del flap interno, se encontraba levemente doblada.

1.16.7 Las bielas de accionamiento de flap externo “push–pull rods”, se encontraban levemente flexionadas, probablemente deformadas durante el impacto contra el terreno.

1.16.8 Se observó una de las aberturas de la platabanda deformada y rota. Ésta es la que da lugar al desplazamiento de la biela de accionamiento hacia la tijera de accionamiento del flap externo.

#### 1.16.9 Mecánica de la falla

1.16.9.1 A los efectos de una comprobación fehaciente de la mecánica de falla del casquete cóncavo, se analizó el mismo con microscopio electrónico de escaneo (SEM) en el Laboratorio de Materiales de CITEFA.

1.16.9.2 En esa inspección se encontró que, dicho casquete, falló por una mecánica que combinó un inicio de fatiga, propagada por escasos milímetros, con sectores plásticos que fueron fallando en forma progresiva.

1.16.9.3 Si bien pudo detectarse este tipo de mecánica, no pudo comprobarse con exactitud cual fue el concentrador de tensiones que inició la falla descripta.

1.16.9.4 De acuerdo con los daños observados en la totalidad del conjunto, su estado y condición, y la posición en que quedó bloqueado durante la operación normal; se puede deducir que la falla comenzó por una fisura que progresó, por mecánica de fatiga, en el herraje soporte de la articulación del sistema (casquete cóncavo, fijado a la estructura alar).

1.16.9.5 La condición anteriormente descripta, originó un movimiento en un plano perpendicular al del accionamiento de la varilla, por lo cual su desplazamiento resultó anómalo. Debe acotarse que, la posición original del eje del conjunto de palancas de levas angulares – varilla, se encuentra posicionado y reglado con el desplazamiento angular de, 0°, 15°, 30° y 45° de los flaps.

1.16.9.6 Al producirse la rotura del soporte del montaje interno, el eje de palanca de levas angulares basculó, originándose la traba del mismo, y por ende, del sistema; limitando la apertura del flap de ala externo del plano derecho.

1.16.9.7 Como se observó previamente, la primer varilla de accionamiento del flap del ala derecha, se encontró doblada y rota. La misma presenta en la superficie signos de fatiga en frentes opuestos, que avanzaron hacia el centro, con una falla final por acción de cargas de tracción superiores al límite de resistencia de la sección remanente. En la proximidad de la rotura, sector roscado de toma a la rótula de la varilla, los filetes de la misma presentan aplastamiento. La varilla presenta condición general de oxidación.

1.16.9.8 Se puede deducir que la reducción de sección, provocada por la fatiga, en la zona de entalla de esta varilla, se habría debido a las cargas alternadas en forma anormal, generadas por el movimiento anormal de la palanca de levas angular debido al funcionamiento defectuoso, ocasionado por la rotura paulatina del soporte superior (casquete cóncavo) de fijación.

1.16.9.9 Es de suponer un incremento del esfuerzo en la varilla de accionamiento al impactar el flaps contra el terreno, produciéndose la rotura en la zona debilitada por fatiga, como se indicó previamente. La flexión observada en el extremo roscado de la misma, pudo haber sido consecuencia de la acción de cargas anormales durante el impacto, previo al colapso del componente; no pudiéndose comprobar con exactitud el origen de esa deformación.

1.16.9.10 Del análisis del funcionamiento del sistema, así como de la situación en la cual se habilitó a la aeronave para el vuelo, se infiere que el reglaje del flaps debió haber sido el indicado en el Manual de Mantenimiento; lo que implica, el posicionamiento adecuado del conjunto de palanca con levas angulares y el calibrado de la varilla actuadora.

1.16.9.11 El accionamiento desigual del flap interno respecto del externo del ala derecha, significó la descompensación respecto al conjunto del ala izquierda; ocasionando la asimetría del flaps.

#### 1.17 Información Orgánica y de Dirección

La aeronave es propiedad de una Sociedad Anónima y es utilizada por la misma para actividades que les son propias.

#### 1.18 Información Adicional

1.18.1 De acuerdo con el Anexo 13 - Cap. 4 se notificó de este accidente a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) División accidentes de aviación (AIG) y a la National Transportation Safety Board (EE.UU.).

1.18.2 Se consultó a la Federal Aviation Administration (FAA) y a la National Transportation Safety Board (NTSB) acerca de condiciones de asimetría de flaps y/o fallas que las pudieran producir. Al respecto, se recibieron informes de dificultades en servicio, donde constan fallas en el sistema de flaps, pero en ninguno de los casos similares a las que se analizan en el presente informe.

#### 1.19 Técnicas de investigaciones útiles y eficaces

Durante el estudio fractomecánico de los componentes que fallaron en servicio, se utilizaron técnicas de análisis mediante el uso de elementos ópticos de aumento y microscopía de escaneo electrónico (SEM) en colaboración con el Laboratorio de Ensayos de Materiales de CITEFA. Ver informe en Apéndice 2.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos Técnicos.

2.1.1 Vista la documentación técnica (Manual de Mantenimiento), se detalla la inspección realizada al sistema de flaps según hoja D 778-34-13 "Temporary Revisión 14 A" - AGO / 02 / 2004, formulada en los ítems respectivos para 100 y 200 horas, por el mecánico y corroborada por el inspector del taller actuante.

2.1.2 Partiendo de las condiciones de habilitación para el vuelo de la aeronave, dicho sistema deberá encontrarse debidamente calibrado para el accionamiento según lo especificado por el Manual de Mantenimiento, correspondiendo una posición de flaps para cada posición de la palanca de accionamiento. Durante el vuelo de prueba y aceptación no se acotaron novedades al respecto. En vuelos posteriores no se asentaron fallas relacionadas a las actuaciones de los flaps.

2.1.3 Del análisis de funcionamiento del mecanismo, teniendo presente lo anteriormente indicado, la hipótesis más probable es que la falla ocurrió en la fijación de la palanca angular (conjunto de levas de accionamiento) del flap de ala derecho externo, a partir de una fisura en el alojamiento de ésta. Debido a la acción de carácter dinámico del flujo en torno de los flaps durante su accionamiento y, el posible movimiento basculante de la palanca del conjunto de leva angular, dicha fisura, continuó propagándose en forma circular siguiendo la forma del alojamiento (cóncavo circular).

2.1.4 La propagación por fatiga en su parte inicial, se comprobó mediante la observación en el microscopio electrónico del Laboratorio de Materiales de CITE-FA. La fisura continuó propagándose en escasos ciclos, en forma de desgarros consecutivos hasta abarcar la totalidad de la sección.

2.1.5 El movimiento basculante se transmitió en forma alternativa a través de las varillas de accionamiento de flaps interno y externo, incidiendo dicho efecto directamente en la zona más débil de la primer varilla del sistema.

2.1.6 El efecto de las cargas asimétricas y alternativas, respecto al eje de la varilla en proximidad de fijación (sector roscado de toma al "uniball") ocasionó la reducción de la sección resistente del componente. Finalmente por acción de la tracción de la misma, se produjo la falla.

2.1.7 Este hecho produjo el desfasaje de apertura entre ambos flaps del ala derecha y a su vez con el conjunto izquierdo.

2.1.8 La última inspección anual había sido hecha 9 días antes y el tiempo de servicio desde la misma era de, aproximadamente, 4 horas de vuelo, por ello puede deducirse que en dicha inspección no se detectó el incipiente comienzo de la fisura en el soporte del eje del conjunto de levas angulares durante el cumplimiento de la D778-34-13 Temp. Rev. 14A Ch. 29, ítems "Flap System".

## 2.2 Aspectos operativos.

2.2.1 La asimetría en el despliegue de los flaps, da más sustentación en el plano donde el flap tuvo mayor desplazamiento. Esto produce un alabeo hacia el otro plano.

2.2.2 Asimismo, el lado del flap que bajó más produce una mayor resistencia actuando como freno aerodinámico, lo que tiende a retrasar el ala correspondiente generando una modificación del rumbo hacia el lado de mayor despliegue produciendo un “cruce de comandos”.

2.2.3 Este cruce origina una disminución de la sustentación y consiguiente descenso que debe corregirse aplicando potencia que es el medio para controlar la altura.

2.2.4 En estas circunstancias y ya próximo al toque el piloto que no había podido aun determinar la causa de la inestabilidad de la aeronave al bajar en final corta 45° de flap agravó las condiciones de asimetría por lo que debió apelar a toda su pericia para llevar a la aeronave al toque.

2.2.5 Este habría sido brusco y con velocidad en exceso lo que produjo un rebote lo que alargó la carrera de aterrizaje, excediendo los límites de la pista.

2.2.6 Antes de sobrepasar el final de la pista el piloto procedió a cortar los motores disminuyendo con esta acción la magnitud de los daños a la aeronave y contribuyendo eficazmente a la seguridad de los pasajeros.

## 3 CONCLUSIONES

### 3.1 Hechos Definidos

3.1.1 El piloto tenía licencia de Piloto Privado Comercial de Avión con habilitación de vuelo nocturno, vuelo por instrumentos; Aviones monomotores y multimotores terrestres hasta 5.700 kg.

3.1.2 El Certificado de Aptitud Psicofisiológica correspondiente se encontraba vigente.

3.1.3 La habilitación para vuelo nocturno local había vencido seis días antes del presente accidente.

3.1.4 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.5 No se hallaron otras novedades de índole técnica, más que las descritas en el presente informe.

3.1.6 El peso y balanceo de la aeronave estaba dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo.

3.1.7 Las condiciones meteorológicas no tuvieron influencia en el accidente.

3.1.8 La razón por la que se produjo el despliegue asimétrico, es atribuible a la falla del apoyo del eje del balancín del flap derecho externo.

3.1.9 La rotura del casquete cóncavo de fijación, de acuerdo al informe de laboratorio, es consecuencia de fatiga de material y posteriormente, la progresiva propagación de la rotura en escasos ciclos.

3.1.10 Los movimientos en condiciones de excentricidad del eje del balancín, habrían provocado cargas axiales asimétricas en la primera varilla de accionamiento del flap derecho, que se rompió luego de sufrir un proceso de fatiga.

### 3.2 Causa

Durante un vuelo nocturno de aviación general, en la fase de aproximación / aterrizaje, emergencia de asimetría de flap, posterior aterrizaje brusco y rebote, lo que alargó la carrera de aterrizaje, sobrepasando el extremo de la misma, producida por la falla en el mecanismo de accionamiento del flap debido a un deterioro progresivo del mismo no detectado oportunamente durante el mantenimiento preventivo.

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 Al taller de reparación que realizó el último servicio a la aeronave

Adoptar las medidas que fueran necesarias a los efectos que el personal técnico de su dependencia se ajuste estrictamente a los procedimientos indicados en el Manual de Servicios y Manual de Mantenimiento de la aeronave, en cuanto a las tareas de recorrida de los sistemas y el rearmado de su componentes; como así también, en la detección temprana de componentes que presentan novedades o condiciones de servicio dudosas.

### 4.2 A la National Transportation Safety Board

Considerar la conveniencia de poner en conocimiento del fabricante de la aeronave el presente Informe, a los efectos que el mismo tome el presente caso como antecedente, contribuyendo a la seguridad operacional de otros operadores del mismo tipo de aeronave.

### 4.3 Al piloto de la aeronave

Si bien el manejo de la emergencia en la asimetría de los flaps fue eficaz, se recomienda que debe mantener las adaptaciones correspondientes a las habilitaciones correspondientes a la licencia de la que es titular.

## 5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca mayor a SESENTA (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas (19 JUL 02) publicada en el Boletín Oficial del 23 de julio de 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Avda Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(1104) Capital Federal

o a la dirección Email:  
["buecrpc@faa.mil.ar"](mailto:buecrpc@faa.mil.ar)

Agregados:

Apéndice 1: Esquema del sistema de accionamiento de flaps  
Apéndice 2: Ampliación de Informe Técnico

BUENOS AIRES, de abril de 2006

Investigador Operativo

Investigador Técnico

Director de Investigaciones